

補償器の非対角項を考慮した
VTOL機に対するロバストな
飛行制御系の設計

熊本大学

松永・岡島研究室

講演番号: 101A2

金丸 瑛佑

背景

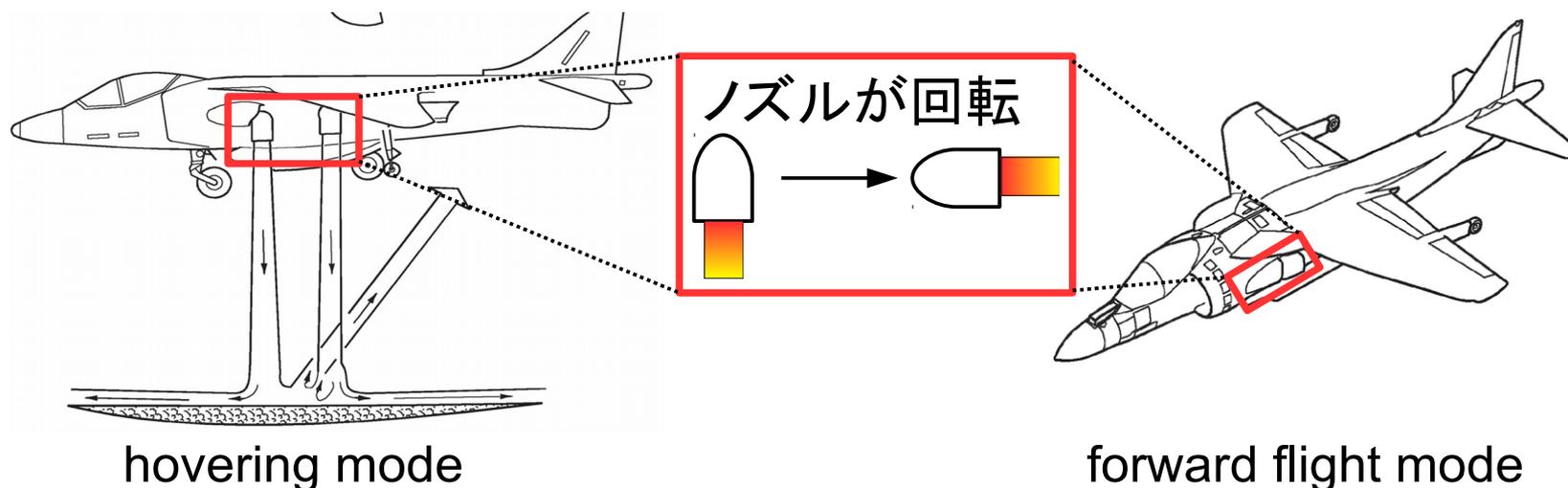
狭い場所を利用して垂直に離着陸可能な
VTOL機が注目されている
例)戦闘機YAV-8Bハリヤーなど



戦闘機“YAV-8B Harrier”

参考文献：

http://www.navy.mil/view_image.asp?id=191694



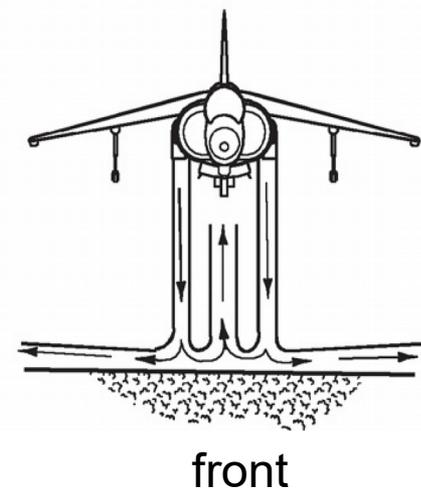
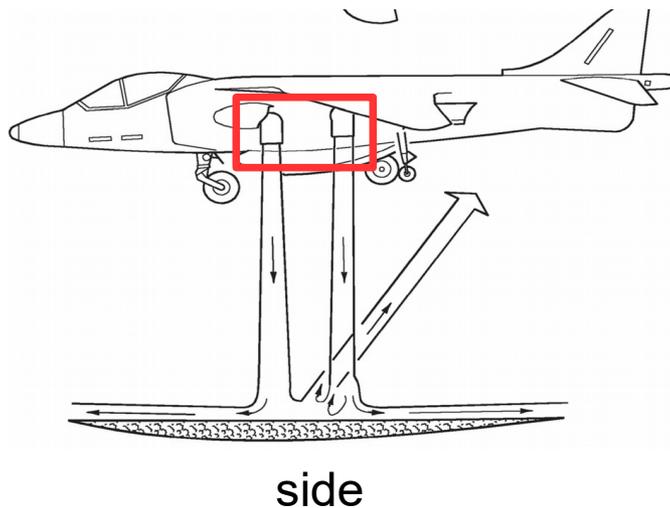
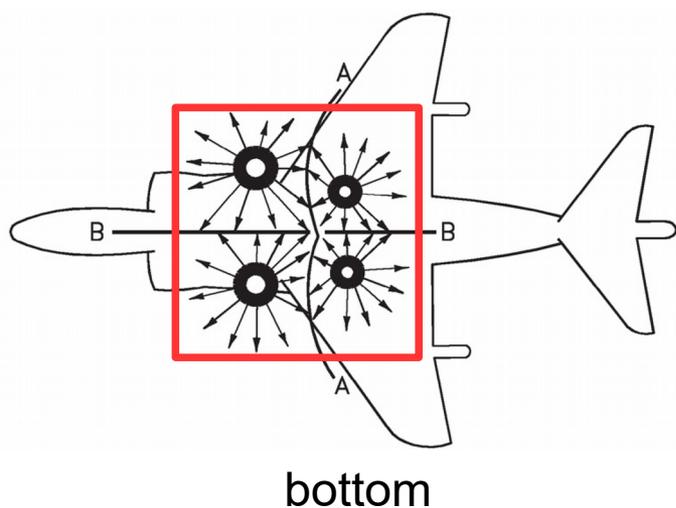
参考文献：NATOPS FLIGHT MANUAL

ノズルの回転により飛行形態が変更可能

背景

YAV-8Bハリアーを制御対象とする

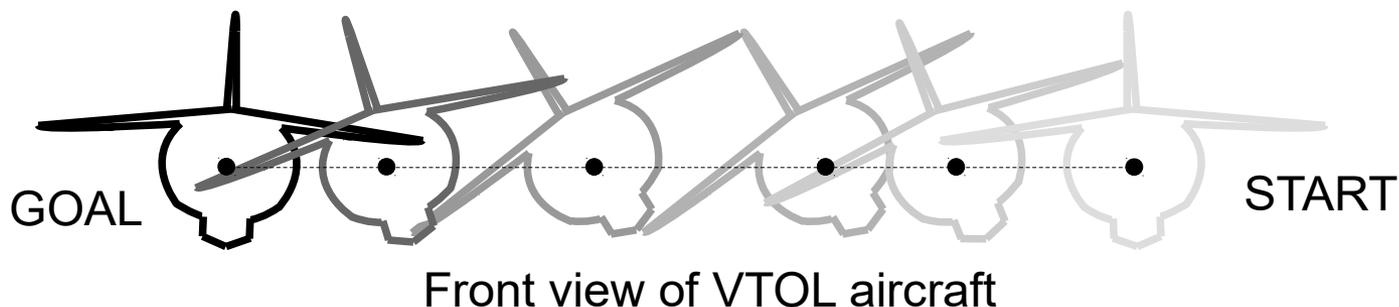
- ・エンジンノズル: ジェット噴射を行う, 推力源.
ノズルの向きにより飛行形態を切り換え可能.
- ・補助ノズル: ロール角を制御



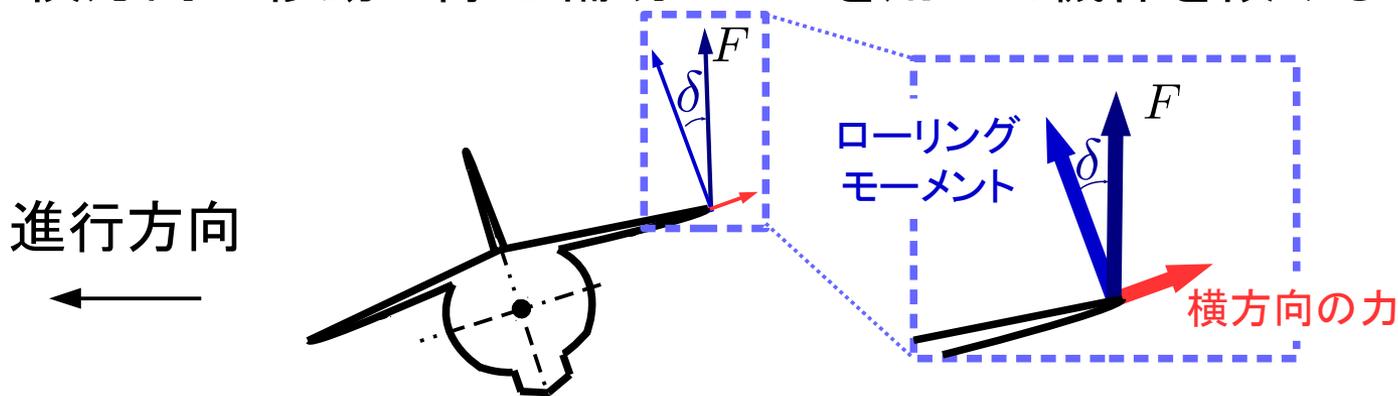
出典: NATOPS FLIGHT MANUAL

背景

VTOL機は非線形システムの中で非最小位相特性を有する



横方向の移動の際は補助ノズルを用いて機体を傾ける



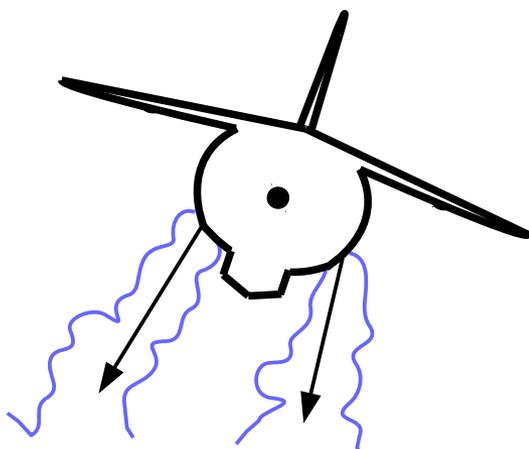
ローリングモーメントと同時に横方向に力が発生
→飛行特性が不安定に

背景

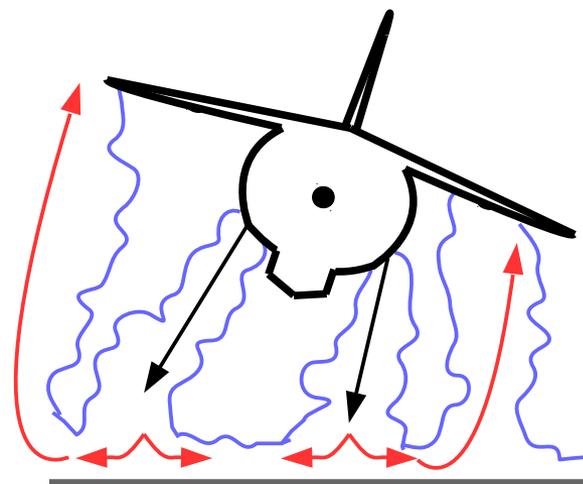
水平方向の制御の際にモデル誤差が発生

発生要因: 地面効果

地面の存在により空気の流れが変化
その変化により航空機が受ける影響



高高度の場合



低高度の場合

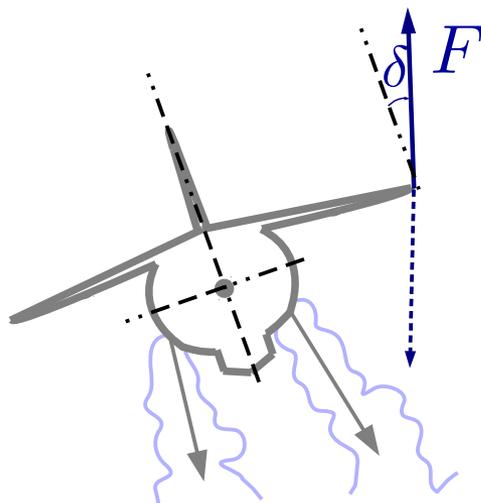
低高度の場合は地面との干渉により気流が複雑化
→気流の複雑化が飛行特性に悪影響を及ぼす

Plant : VTOL aircraft (Harrier)

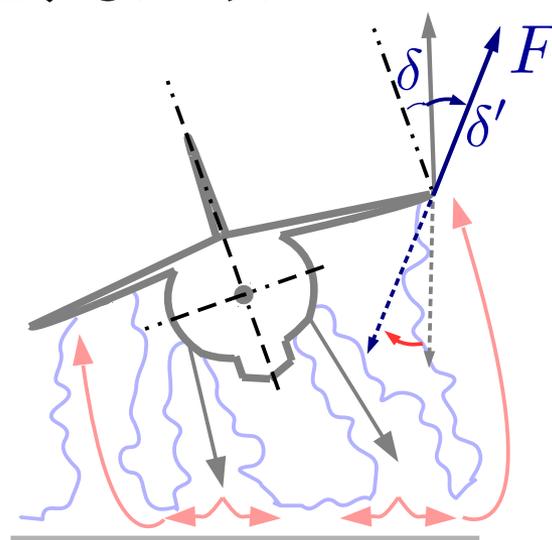
翼の先端付近の気流が変化
→ 角度 δ の変動

δ ... 力 F と機体軸がなす角

---▶ 補助ノズルから発生するジェット



高高度の場合
角度 δ は一定



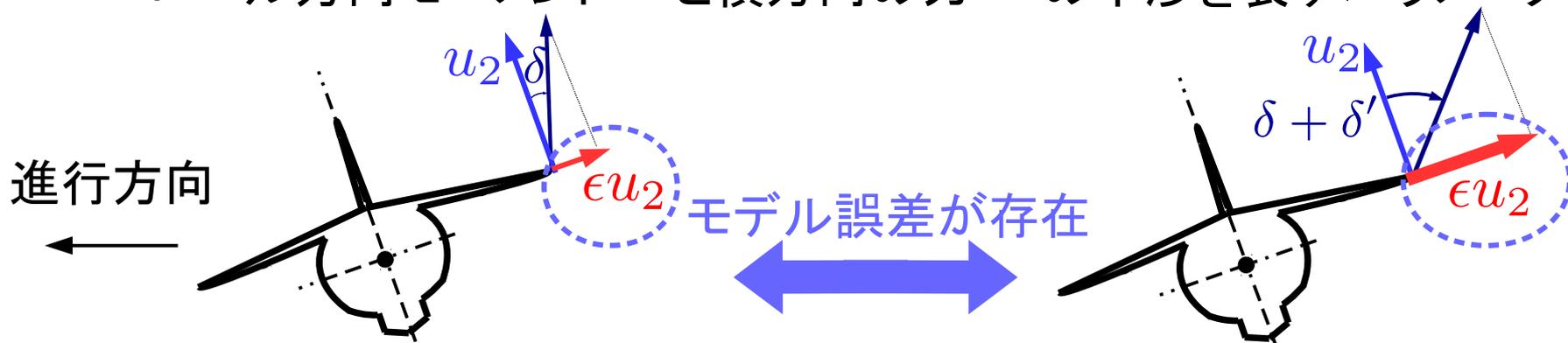
低高度の場合
角度 δ は δ' 変動

翼の先端付近の気流が変化
→ 補助ノズルから噴射されるジェットの噴射角度にブレが生じる

Plant : VTOL aircraft (Harrier)

角度 δ の変動
→ 干渉パラメータ $\epsilon = \tan\delta$ が変動

ϵ ... ロール方向モーメント u_2 と横方向の力 ϵu_2 の干渉を表すパラメータ



高高度の場合

- ・ノミナルモデル $\epsilon = 0.01$
- 横方向への力 ϵu_2 が弱い

低高度の場合

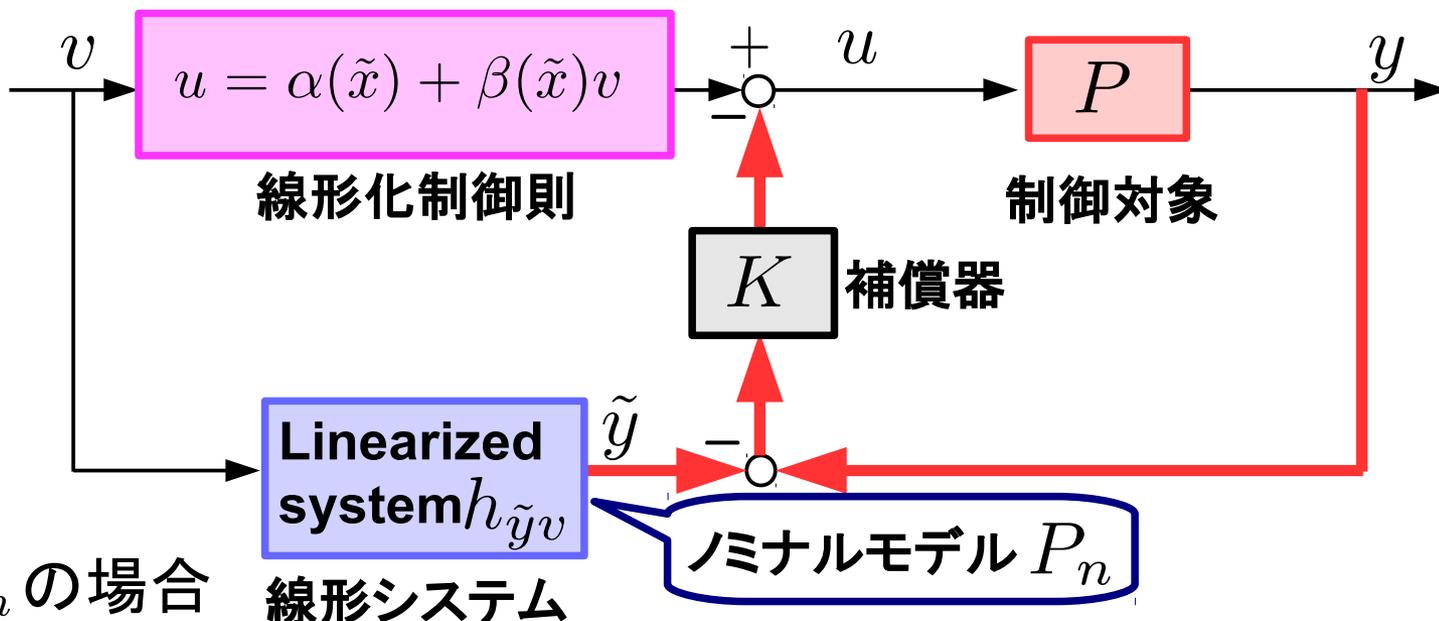
- ・実プラント $\epsilon = 0.9$
- 横方向への力 ϵu_2 が強い

横方向の力 ϵu_2 が大きい程飛行特性が悪化
→ ϵ の変動に対してロバストな飛行制御が必要

先行研究

非線形システムに対して有効なロバスト制御手法
→モデル誤差の影響に**ロバストな入出力線形化**を提案

岡島, 西村, 松永:計測自動制御学会論文集, 2014

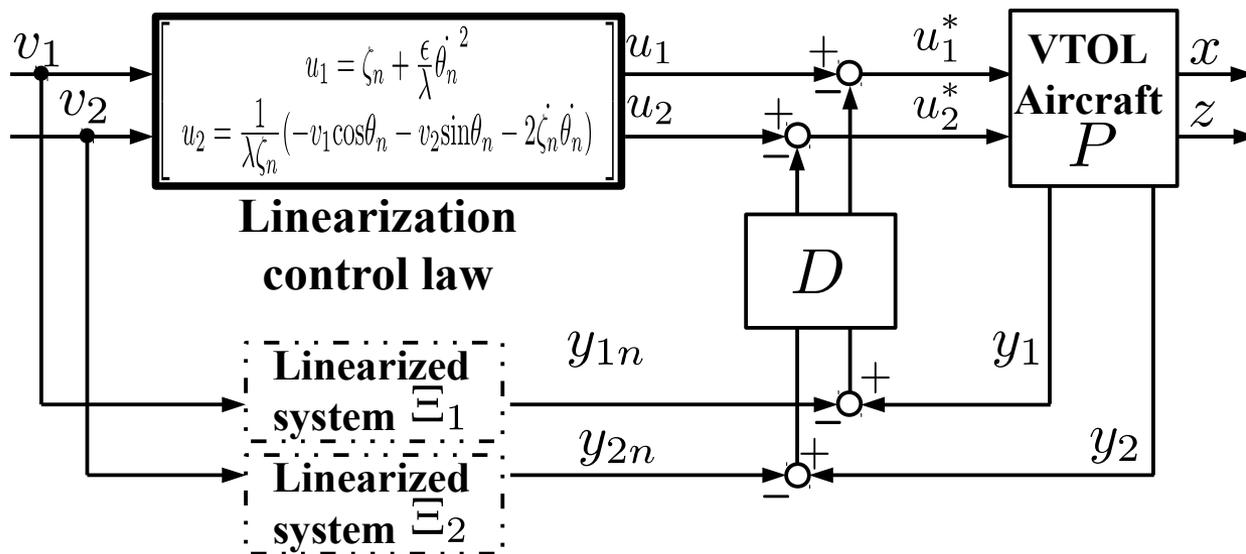


$y - \tilde{y}$ の出力フィードバックによりモデル誤差を抑制

→**ロバスト性の高い入出力線形化**を実現

先行研究

VTOL機に対するロバストな飛行制御系
(第2回制御部門マルチシンポジウムにて発表)



$$D = \begin{bmatrix} D_{p1} & D_{p2} \\ D_{p3} & D_{p4} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u_1^* \\ u_2^* \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} u_1 - D_{p1}(y_1 - y_{1n}) \\ u_2 - D_{p4}(y_2 - y_{2n}) \end{bmatrix}$$

対角項における補償器 D_{p1}, D_{p4} を適切に設計
パラメータ変動によるモデル誤差に対してロバストな追従制御を実現

目的

先行研究

補償器Dの設計において
対角項 D_{p1}, D_{p4} のみを考慮していた

本発表では…

補償器の非対角項である D_{p2}, D_{p3} も
考慮した補償器Dの設計

制御対象: VTOL(垂直離着陸)機

状態変数: $x = [x, z, \theta, \dot{x}, \dot{z}, \dot{\theta}]^T$

入力: u_1, u_2

出力: $y_{10} = x, y_{20} = z$

横方向の力とロールモーメントの干渉: ϵ

定数: λ

正規化重力加速度: -1

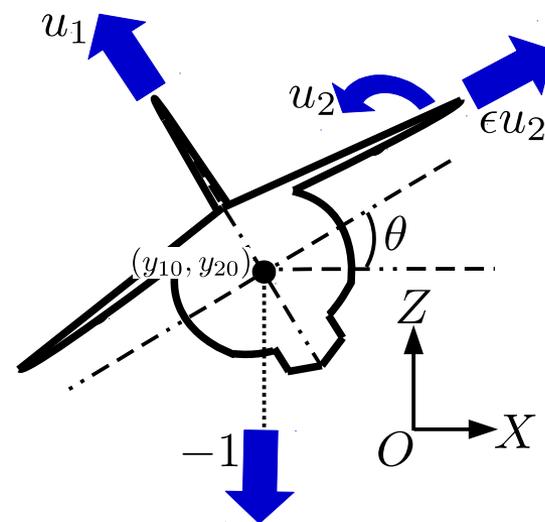
非線形システム (6次)

$$\dot{x} = \begin{bmatrix} \dot{x} \\ \dot{z} \\ \dot{\theta} \\ -u_1 \sin\theta + \epsilon u_2 \cos\theta \\ u_1 \cos\theta + \epsilon u_2 \sin\theta - 1 \\ \lambda u_2 \end{bmatrix}$$

線形化 ($\xi_1 = y_{10}, \xi_2 = y_{20}$)

線形システム (2+2=4次)

$$\begin{cases} \begin{bmatrix} \dot{\xi}_1 \\ \ddot{\xi}_1 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \xi_1 \\ \dot{\xi}_1 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 1 \end{bmatrix} v_1 \\ \begin{bmatrix} \dot{\xi}_2 \\ \ddot{\xi}_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \xi_2 \\ \dot{\xi}_2 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 1 \end{bmatrix} v_2 \end{cases}$$



ゼロダイナミクス (残り2次)

$$\begin{bmatrix} \dot{\theta} \\ \ddot{\theta} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dot{\theta} \\ \frac{\lambda}{\epsilon} \sin\theta \end{bmatrix}$$

不安定根を有する, 不安定

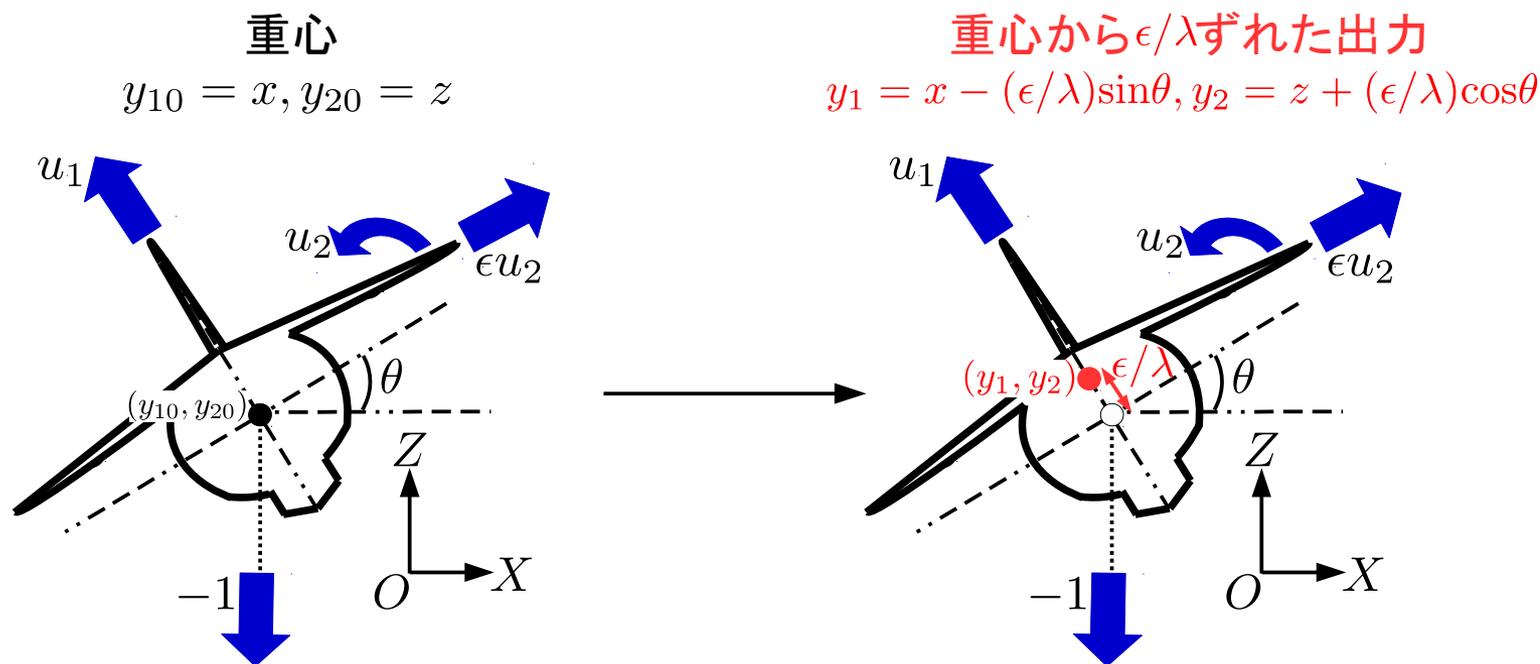
先行研究の手法は制御対象が最小位相系である事が前提

→非最小位相系であるため先行研究の入出力線形化をそのまま適用できない

VTOLの制御系設計

P.Martinらの方法

理想とするゼロダイナミクスの特性を得るために
任意の出力を選択し、入出力線形化を行う手法



出力 (y_1, y_2) について座標変換を行い、
不安定なゼロダイナミクスが消失するように入出力線形化

VTOLの制御系設計

$$y_1 = x - (\epsilon/\lambda)\sin\theta, y_2 = z + (\epsilon/\lambda)\cos\theta$$

$$\zeta = u_1 - \frac{\epsilon}{\lambda}\dot{\theta}^2$$

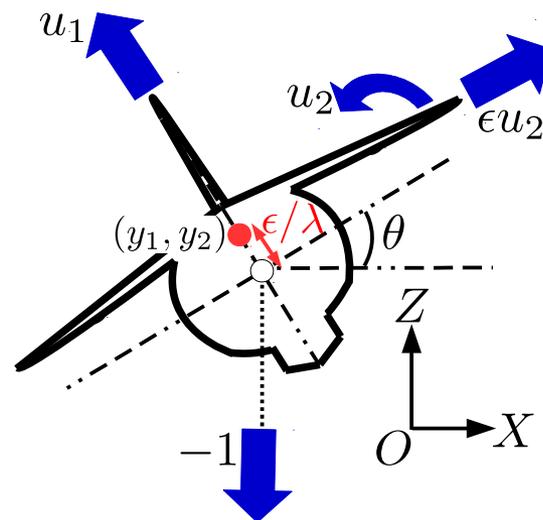
非線形システム (8次)

$$\dot{x} = \begin{bmatrix} \dot{x} \\ \dot{z} \\ \dot{\theta} \\ -u_1\sin\theta + \epsilon u_2\cos\theta \\ u_1\cos\theta + \epsilon u_2\sin\theta - 1 \\ \lambda u_2 \\ \dot{\zeta} \\ -v_1\sin\theta + v_2\cos\theta + \zeta\dot{\theta}^2 \end{bmatrix}$$

線形化 ($\xi_1 = y_1, \xi_2 = y_2$)

線形システム (4+4=8次)

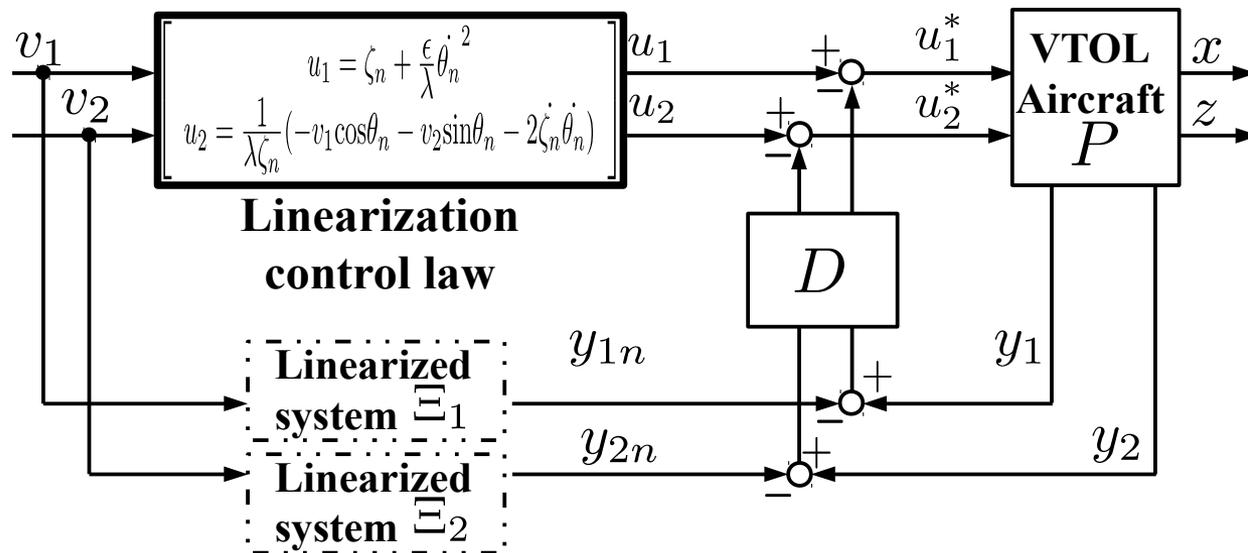
$$\begin{cases} \begin{bmatrix} \dot{\xi}_1 \\ \xi_1 \\ \xi_1^{(3)} \\ \xi_1^{(4)} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \xi_1 \\ \dot{\xi}_1 \\ \xi_1^{(3)} \\ \xi_1^{(4)} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix} v_1 \\ \begin{bmatrix} \dot{\xi}_2 \\ \xi_2 \\ \xi_2^{(3)} \\ \xi_2^{(4)} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \xi_2 \\ \dot{\xi}_2 \\ \xi_2^{(3)} \\ \xi_2^{(4)} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix} v_2 \end{cases}$$



ゼロダイナミクスが見かけ上消失するので最小位相系とみなせる
 → 先行研究の入出力線形化が適用可能

提案する制御系

P.Martinらの方法＋先行研究の入出力線形化
 ゼロダイナミクスが見かけ上なくなるようシステム構成

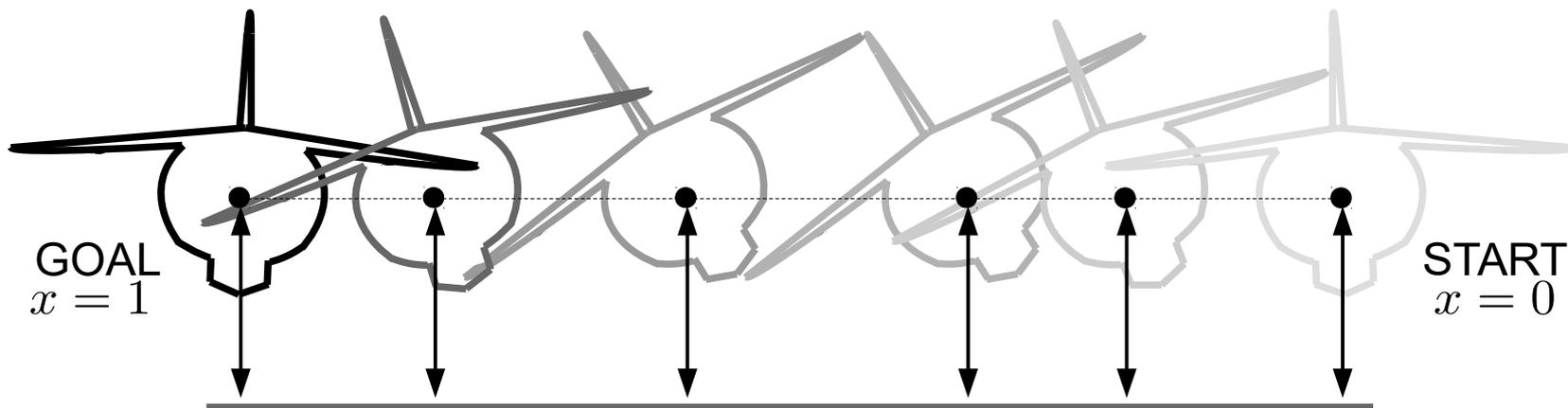


$$D = \begin{bmatrix} D_{p1} & D_{p2} \\ D_{p3} & D_{p4} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u_1^* \\ u_2^* \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} u_1 \\ u_2 \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} D_{p1} & D_{p2} \\ D_{p3} & D_{p4} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} y_1 - y_{1n} \\ y_2 - y_{2n} \end{bmatrix}$$

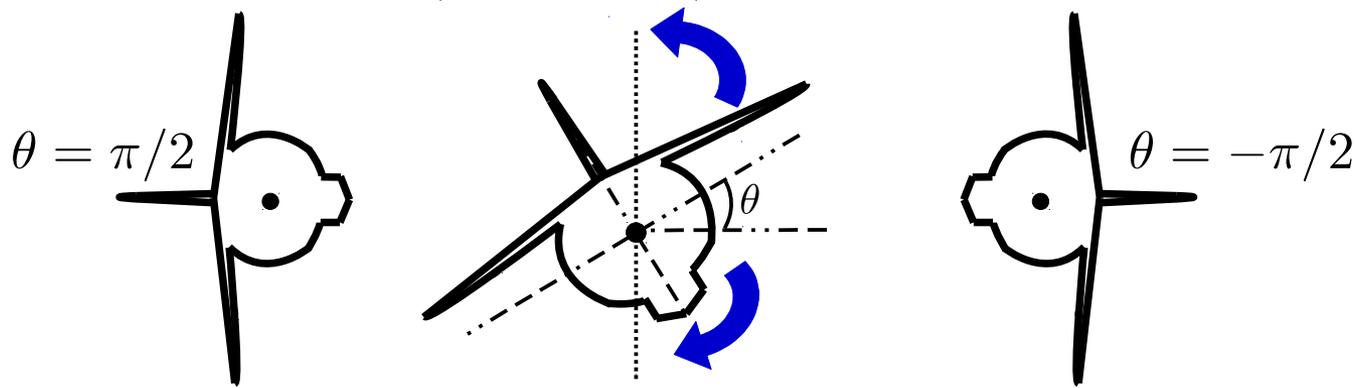
補償器 $D_{p1} \sim D_{p4}$ を適切に設計することにより
 ロバストな追従制御の実現が期待される

シミュレーション

- ▶ 制御目標①: $z = 0$ で高度を維持, $x = 0$ から $x = 1$ への水平移動



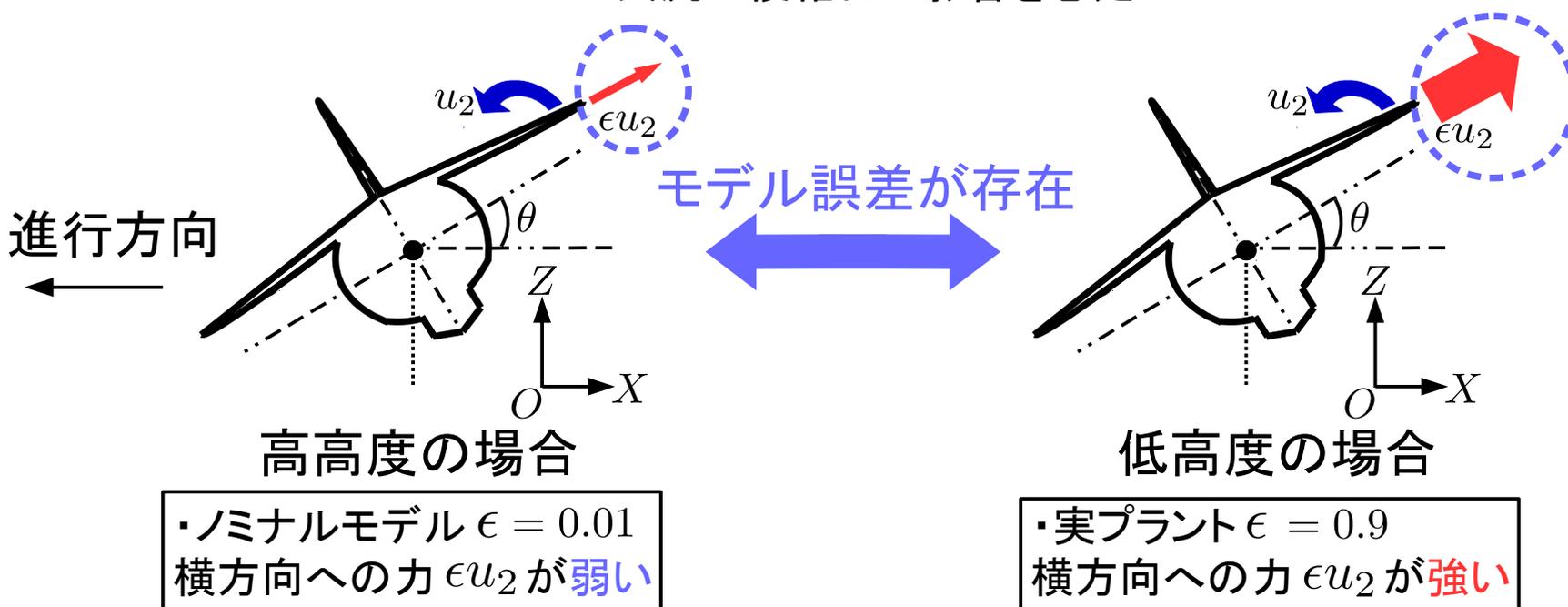
- ▶ 制御目標②: $-\pi/2 < \theta < \pi/2$ を満たす



- ▶ 補償器: P制御器, $D_{p1} = 1$ $D_{p2} = 50$ $D_{p3} = 6$ $D_{p4} = 50$

シミュレーション

ϵ は気流の複雑化による影響の大きさに依存
ノミナル時 $\epsilon = 0.01$ から $\epsilon = 0.1, 0.3, 0.6, 0.9$ に変動
気流の複雑化の影響を想定

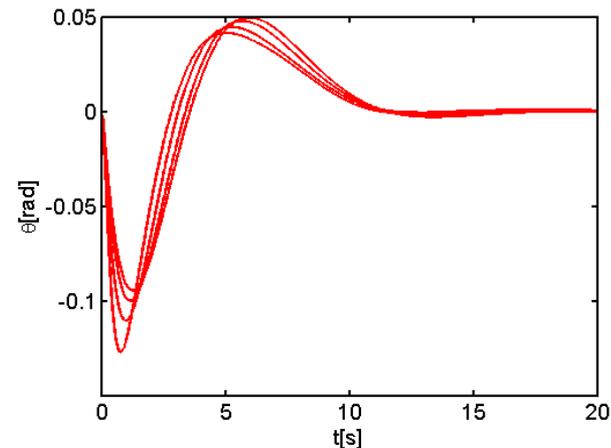
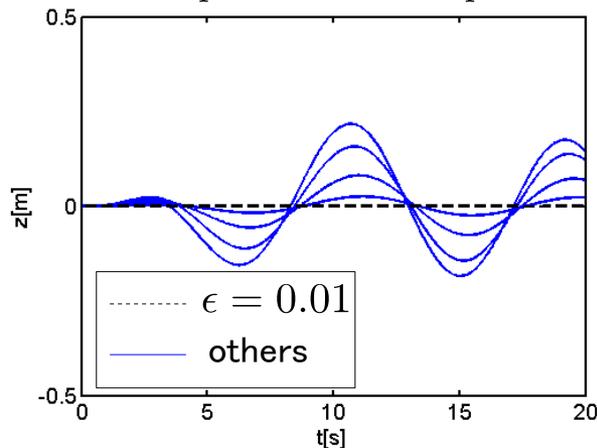
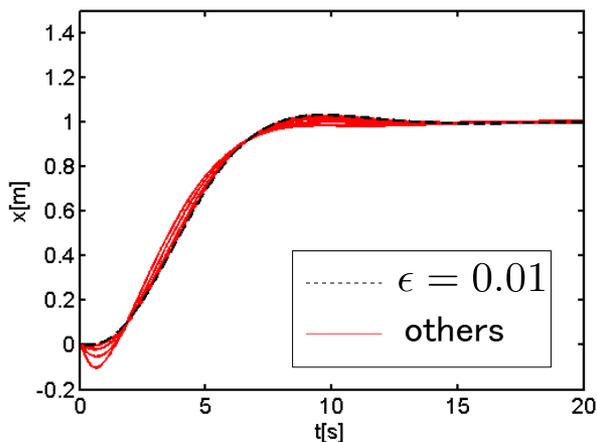


横方向の力 ϵu_2 が大きい程飛行特性が悪化
→ ϵ の変動に対してロバストな飛行制御が必要

シミュレーション

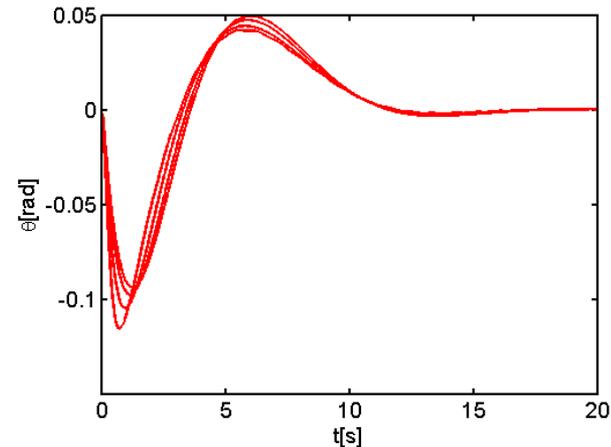
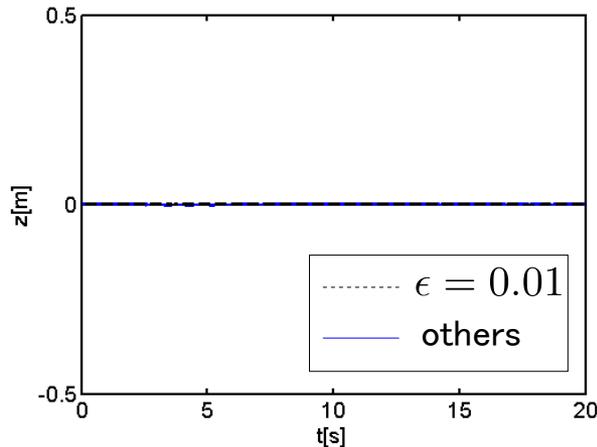
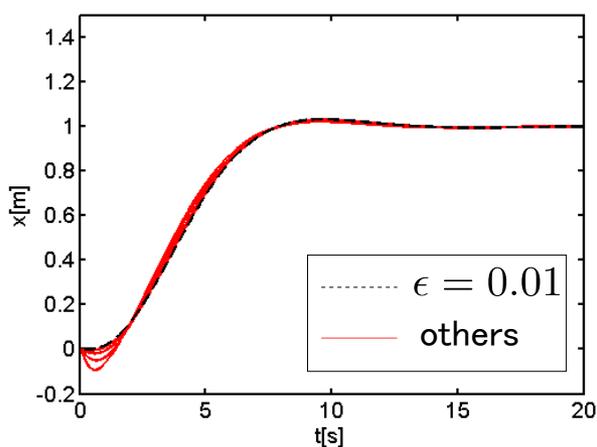
対角項のみ

$$D_{p1} = 0.5 \quad D_{p4} = 0.566$$



非対角項考慮

$$D_{p1} = 1 \quad D_{p2} = 50 \quad D_{p3} = 6 \quad D_{p4} = 50$$



x方向

z方向

ロール方向

まとめ

先行研究

補償器Dの設計において
対角項 D_{p1}, D_{p4} のみを考慮していた

本発表では…

補償器の非対角項である D_{p2}, D_{p3} も
考慮した補償器Dの設計

結論

非対角項を考慮した補償器Dの設計により
モデル誤差の抑制性能が向上したことを
シミュレーションにより確認した

今後の課題

H_∞ 制御等を用いて補償器Dを設計